

Projekt

Analyse der neuen LTH-Methode zur Massenschätzung von Flugzeugbaugruppen

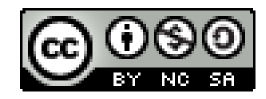
Verfasser: Arlind Pape

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Abgabedatum: 04.07.2018

Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

DOI:
https://doi.org/10.15488/4285

URN:
http://nbn-resolving.org/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2018-07-04.011
Associated URLs:
http://nbn-resolving.org/html/urn:nbn:de:gbv:18302-aero2018-07-04.011



Any further request may be directed to:
Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
E-Mail see: http://www.ProfScholz.de

This work is part of:
Digital Library - Projects & Theses - Prof. Dr. Scholz
http://library.ProfScholz.de

Published by
Aircraft Design and Systems Group (AERO)
Department of Automotive and Aeronautical Engineering
Hamburg University of Applied Science

This report is deposited and archived:

- Deutsche Nationalbiliothek (http://www.dnb.de)
- Repositorium der Leibniz Universität Hannover (http://www.repo.uni-hannover.de)

This report has associated published data in Harvard Dataverse:
https://doi.org/10.7910/DVN/VIOW4X

Kurzreferat

In dieser Projektarbeit geht es um die Abschätzung von Massen der Hauptbaugruppen großer ziviler Verkehrsflugzeuge (MTOM > 40 t), sowie um die Abschätzung der Betriebsleermasse. Die Projektarbeit analysiert die 2013 im Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) erschienene Massenschätzmethode MA 401 12-01 B von F. Dorbarth und vergleicht diese Methode mit anderen früher veröffentlichten Methoden, die von Fernandes da Moura bereits 2001 analysiert wurden. Für die Analyse werden ausgewählte Flugzeugmuster (A320-200, A330-200, A340-300 und B737-200) und deren tatsächliche Massen der Hauptbaugruppen sowie Betriebsleermassen genutzt. Die Abweichungen zwischen den berechneten und den tatsächlichen Massen werden für jede Methode in Diagrammen veranschaulicht. Es zeigt sich dabei, dass die Massenschätzmethode aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch nur geringe Abweichungen im Vergleich zu den tatsächlichen Massen aufweist. Damit werden die eigenen Angaben zur Genauigkeit der LTH-Methode bestätigt. Die Abweichungen sind geringer als bei älteren und generelleren Methoden wie sie von Fernandes da Moura untersucht wurden. Dies entspricht der Erwartung, dass eine neuere Methode, die auf Flugzeuge einer bestimmten Art beschränkt ist, auch genauere Ergebnisse liefert. Insgesamt hat sich die LTH-Methode als übersichtliche und hinreichend genaue Methode zur Massenabschätzung im frühen Flugzeugentwurf erwiesen. Die Abweichungen lagen in der Regel unter 5 % und nur in Ausnahmefällen wurde eine Abweichung von 10 % überschritten.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Analyse der neuen LTH-Methode zur Massenschätzung von Flugzeugbaugruppen

Aufgabenstellung für ein Projekt

Hintergrund

Im Flugzeugentwurf ist die Massenabschätzung von Flugzeugbaugruppen ein essentieller Bestandteil. Es ist wichtig vorab schon zu wissen, welche Masse die zu entwerfenden Bauteilgruppen haben werden. Dies ist wichtig im frühen Flugzeugentwurf bei der Bestimmung der Betriebsleermasse. Die Bestimmung des Schwerpunktes und damit der Lage von Flügel und Hauptfahrwerk hängen ebenfalls von den Massen der Flugzeugbaugruppen ab. Aus den Massen werden auch Kosten abgeschätzt. Zur Massenschätzung gibt es in der Literatur viele verschiedene Methoden, die bereits in der Diplomarbeit von Eurico J. Fernandes da Moura (2001) miteinander verglichen wurden, um die Genauigkeit und Anwendbarkeit der Verfahren zu überprüfen.

Aufgabe

Im Jahre 2013 ist eine neue Methode zur Massenschätzung im Luftfahrttechnischen Handbuch (LTH) erschienen, die in dieser Projektarbeit analysiert und mit anderen Methoden verglichen werden soll. In den Vergleich sollen die tatsächlichen Massen von ausgewählten Flugzeugmustern mit einbezogen werden. Es ergeben sich diese Arbeitsschritte:

- Darstellung der neuen LTH-Methode zur Massenschätzung.
- Durchführung der Massenberechnungen am Beispiel von ausgewählten Flugzeugmustern.
- Vergleich der Ergebnisse der Massenberechnungen mit den Massenschätzmethoden die von Fernandes (2001) beschrieben wurden.
- Kritische Bewertung und Evaluierung der neuen LTH-Methode.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichts sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

Verzeichnis der Bilder

Verzeichnis der Tabellen

Liste der Formelzeichen

m_{wing}	Flügelmasse
A_{wing}	Flügelfläche
$(\mathrm{T}/\mathrm{C})_{\mathrm{rep}}$	repräsentative, relative Profildicke (Flügel oder Höhenleitwerk)
$(\mathrm{T}/\mathrm{C})_{\mathrm{root}}$	relative Profildicke an der Wurzel (Flügel oder Höhenleitwerk)
$(\mathrm{T}/\mathrm{C})_{\mathrm{kink}}$	relative Profildicke am Knick des Flügels
$(\mathrm{T}/\mathrm{C})_{\mathrm{tip}}$	relative Profildicke an der Spitze (Flügel oder Höhenleitwerk)
AR	Streckung
m_{fus}	Rumpfmasse
l_{fus}	Rumpflänge
h_{fus}	Rumpfhöhe der konstanten Rumpfsektion
w_{fus}	Rumpfbreite der konstanten Rumpfsektion
d_{fus}	äquivalenter Rumpfdurchmesser der konstanten Rumpfsektion
m_{htp}	Masse des Höhenleitwerks
A_{htp}	Fläche des Höhenleitwerks
m_{vtp}	Masse des Seitenleitwerks
A_{vtp}	Fläche des Seitenleitwerks
m_{gear}	Fahrwerksmasse
m_{pylon}	Masse der Triebwerksaufhängung
n_{ppt}	Anzahl der Triebwerke
SLST	statischer Schub eines Triebwerks auf Meereshöhe
m_{ppt}	Triebwerksmasse
m_{sys}	Masse der Flugzeugsysteme
m_{fur}	Masse der Flugzeugausstattung
m_{opp}	Masse der Betriebsmittel
n_{PAX}	Anzahl der Passagiere
m_{MME}	Herstellerleermasse
m_{OME}	Betriebsleermasse

Griechische Symbole

φ_{25}	Winkel der 25%-Linie

Liste der Abkürzungen

LTH	Luftfahrttechnisches Handbuch
MME	Herstellerleermasse (Manufacture´s Mass Empty)
OME	Betriebsleermasse (Operating Mass Empty)
MTOM	Maximale Abflugmasse (Maximum Take-Off Mass)
MLM	Maximale Landemasse (Maximum Landing Mass)
APU	Hilfsturbine (Auxilliary Power Unit)
HTP	Höhenleitwerk (Horizontal Tail Plane)
VTP	Seitenleitwerk (Vertical Tail Plane)
A	Airbus
B	Boeing
URL	Universal Resource Locator
VIP	Very Important Person

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Operating Weight

„The weight of an aircraft equipped for flight. Normally comprises the 'basic weight' plus those variable items which remain substantially constant for the type of mission. These include oil, crew, crew´s baggage, steward´s equipment and emergency and extra equipment that may be carried. Also called operating weight empty." (**AGARD 1980**, S.304)

Weight Empty

„For operational purposes, the measured weight of an individual aircraft less non-mandatory removable equipment and disposable load. Also called manufacturing weight empty." (**AGARD 1980**, S.477)

Maximum Take-Off Weight

„The maximum weight at which an aircraft is permitted, by design or operational limitations, to take off." (**AGARD 1980**, S.278)

Maximum Landing Weight

„The maximum weight at which an aircraft is permitted, by design or operational limitations, to land except in an emergency." (**AGARD 1980**, S.277)

Flugzeugentwurf

*„Die Aufgabe des Flugzeugentwurfs (aircraft design) im praktischen Sinn ist, die 'geometrische Beschreibung eines neuen Fluggerätes zu liefern'. Dazu wird das neue Flugzeug durch eine Dreiseitenansicht (three-view drawing), einen Rumpfquerschnitt (fuselage crosssection), eine Kabinenauslegung (cabin layout), sowie durch eine Liste der Flugzeugparameter beschrieben" (**Scholz 2015**, Abschnitt 1, S.1).*

1 Einleitung

1.1 Motivation und Ziel der Arbeit

Im Flugzeugbau kommt es auf jedes Gramm an Gewicht an. Gewicht und Kosten stehen im direkten Zusammenhang, daher ist es wichtig das Gewicht schon im frühen Flugzeugentwurf grob abschätzen zu können, damit auch die Kosten überschaubar bleiben. **Fernandes 2001** hat in seiner Diplomarbeit bereits eine sehr große Anzahl an Methoden zur Massenabschätzung miteinander verglichen und somit eine Bewertung dieser Methoden untereinander ermöglicht. Im Jahre 2013 ist eine neue Methode im Luftfahrttechnischen Handbuch (**Dorbath 2013)** veröffentlicht wurden, die sich durch die vorliegende Arbeit mit in den Vergleich einbeziehen lassen soll. Ziel ist es, eine unabhängige Aussage über diese neue Methode zu treffen hinsichtlich der Genauigkeit und der Anwendbarkeit.

1.2 Begriffsdefinition

Neue LTH-Methode
Als neue LTH-Methode wird, die im Jahr 2013 im LTH erschienene Methode zur Massenabschätzung von Flugzeugbaugruppen für zivile Verkehrsflugzeuge bezeichnet. Diese Methode wird im Folgenden nach dem Autor F. Dorbath benannt.

Massenschätzung
Unter Massenschätzung wird im Folgenden die Berechnung einzelner Massenkomponenten anhand von statistisch erstellten Gleichungen verstanden. Vor allem im frühen Flugzeugentwurf ist es wichtig, eine grobe Vorhersage der Massen bestimmter Baugruppen treffen zu können.

Flugzeugbaugruppe
Eine Flugzeugbaugruppe ist eine definitionsgemäße Gruppierung einzelner Komponenten eines Flugzeugs nach ihren Anwendungsbereichen.

1.3 Literaturübersicht

Als wichtigste Quelle ist als erstes die Massenanalyse nach **Dorbath 2013** selbst zu erwähnen, da sie in dieser Arbeit im Mittelpunkt steht und analysiert wird. Diese Quelle liefert alle nötigen Gleichungen und Definition zur Berechnung der Massen der Flugzeugkomponenten. Diese Arbeit baut außerdem auf der Diplomarbeit von **Fernandes 2001** auf. In dieser Quelle wurden bereits viele Verfahren zur Massenabschätzung von Flugzeugkomponenten analysiert. Für die Analyse der Massenanalyse nach **Dorbath 2013** werden viele Werte mit denen aus **Fernandes 2001** verglichen. Die benötigten Daten der verschiedenen Flugzeugmuster sind aus **Jenkinson 1999a** und **Jenkinson 1999b** entnommen. Dort sind viele verschiedene Flugzeugparameter sehr übersichtlich und umfangreich für viele verschiedene Flugzeugmuster aufgelistet. Einige speziellere Parameter, die für die Massenberechnung notwendig sind, wurden aus **Airbus 1986**, **Airbus 1991** und **Torenbeek 1988** entnommen. Das Vorlesungsskript nach **Scholz 2015** stellt die letzte Quelle dar, welche an verschiedenen Stellen zur Hilfe gezogen wurde.

1.4 Aufbau der Arbeit

Die Massenabschätzungsmethode nach **Dorbath 2013** wird in den folgenden Abschnitten wie folgt analysiert:

Abschnitt 2 beschreibt die komplette Massenabschätzungsmethode nach **Dorbath 2013,** wobei jedes Unterabschnitt genaue Definition und Gleichungen zur Bestimmung der Komponentenmassen enthält.

Abschnitt 3 befasst sich mit der Berechnung der einzelnen Unterabschnitt der Massenabschätzungsmethode nach **Dorbath 2013.** Dabei werden die Rechenwege und die verwendeten Parameter nachvollziehbar dargestellt und einige Annahmen getroffen.

Abschnitt 4 stellt einen Vergleich zwischen der Massenabschätzungsmethode nach **Dorbath 2013** und den Verfahren, die in **Fernandes 2001** verwendet wurden, her. Dieser Vergleich erfolgt in Form von Diagrammen für die vergleichbaren Abschnitte.

Abschnitt 5 fasst die gesamte Projektarbeit zusammen und wertet den zuvor angewendeten Vergleich aus.

Abschnitt 6 gibt einen Ausblick für mögliche Verbesserungen und Ideen für zukünftige Arbeiten.

Anhang A beinhaltet den eigens (nach **Dorbath 2013**) durchgeführten Vergleich der berechneten zu den tatsächlichen Komponentenmassen vieler verschiedener Flugzeugmuster.

2 Theoretische Grundlagen zur Massenanalyse nach Dorbath 2013

2.1 Allgemein

Die im Luftfahrttechnischem Handbuch veröffentlichte Methode zur Massenabschätzung aus dem Jahr 2013 von F. Dorbath liefert eine Reihe von Gleichungen bezogen auf die jeweiligen Massen der Komponenten eines Flugzeugs. Das Flugzeug an sich wird dabei in zehn Untergruppen aufgeteilt. Diese sind:

- Flügelmasse (Part B - Wing Mass)
- Rumpfmasse (Part C - Fuselage Mass)
- Höhenleitwerksmasse (Part D - Horizontal Tail Plane Mass)
- Seitenleitwerksmasse (Part E – Vertical Tail Plane Mass)
- Fahrwerksmasse (Part F – Landing Gear Mass)
- Masse der Triebwerksaufhängung (Part G – Pylon Mass)
- Triebwerksmasse (Part H – Power Units Mass)
- Masse der Flugzeugsysteme (Part I – Systems Mass)
- Masse der Flugzeugausstattung (Part J – Furnishings Mass)
- Masse der Betriebselemente (Part K – Operators Items Mass)

Summiert man diese einzelnen Komponenten auf, so erhält man die Herstellerleermasse bzw. die Betriebsleermasse. Diese Massen sind in den darauffolgenden Abschnitten (Parts) aufgeführt und definiert.

- Herstellerleermasse (Part L - Manufacturer´s Mass Empty (MME))
- Betriebsleermasse (Part M – Operator's Mass Empty (OME))

Alle im LTH gegebenen Gleichungen zur Massenanalyse gelten für „große" Flugzeuge („large" aircraft). Dies bedeutet, dass die maximale Abflugmasse (MTOW) mindestens 40 Tonnen beträgt bzw. sich mindestens 70 Passagiersitze an Bord befinden. Demnach werden ausschließlich zivile Verkehrsflugzeuge berücksichtigt.

2.2 Flügelmasse

Die in der Flügelmasse enthaltenden Unterkomponenten lauten wie folgt:

- Hautflächen inklusive Stringer
- Holme und Rippen
- Triebwerksaufhängungsvorrichtung
- Fahrwerksstütze
- Bewegbare Vorderkante (Slats, Flaps etc.)
- Feste Hinterkante (Spoilervorrichtung, Paneele etc.)
- Bewegbare Hinterkante (Spoiler, Querruder etc.)
- Sonstige (Winglets, finale Lackschicht etc.)

Die Flügelmasse wird nach dem LTH wie folgt berechnet mit

$$m_{wing} = 2.20013 \cdot 10^{-4}\left[401.146 \cdot A_{wing}^{1,31} + MTOM^{1.1038}\right]\left(\left({}^{T}/_{C}\right)_{rep}\right)^{-0.5} \cdot AR^{1.5} \cdot \frac{1}{\cos(\varphi_{25})} \tag{2.1}$$

Dabei ist die repräsentative, relative Profildicke des Flügelprofils $\left({}^{T}/_{C}\right)_{rep}$ inbegriffen, die gesondert mit Hilfe folgender Gleichung berechnet werden kann

$$\left({}^{T}/_{C}\right)_{rep} = 0{,}6 \cdot \left({}^{T}/_{C}\right)_{root} + 0{,}3 \cdot \left({}^{T}/_{C}\right)_{kink} + 0{,}1 \cdot \left({}^{T}/_{C}\right)_{tip} \tag{2.2}$$

2.3 Rumpfmasse

Die Definition des LTH für die Rumpfmasse enthält folgende Teilkomponenten:

- Paneele
- Rahmen
- Türen
- Windschutz- und Fensterscheiben
- Tür- und Fensterrahmen
- Struktur des Kabinenbodens
- Struktur des Frachtraumbodens

- Spezielle Strukturen (Fahrwerksschacht etc.)
- Verkleidung
- Sonstige (finale Lackschicht, Stufen etc.)

Die Gleichung zur Berechnung der Rumpfmasse lautet

$$m_{fus} = 12.7\left(l_{fus} \cdot d_{fus}\right)^{1.2982} \cdot \left(1 - \left[-0.008\left(\frac{l_{fus}}{d_{fus}}\right)^2 + 0.1664\left(\frac{l_{fus}}{d_{fus}}\right) - 0.8501\right]\right) \cdot \frac{max\left(h_{fus}, w_{fus}\right)}{d_{fus}} \tag{2.3}$$

Bei nicht runden Rumpfquerschnitten muss der Rumpfdurchmesser gesondert ausgerechnet werden, wobei der Mittelwert aus Rumpfbreite und Rumpfhöhe gebildet wird. Die Gleichung hierfür lautet

$$d_{fus} = \frac{h_{fus} + w_{fus}}{2} \tag{2.4}$$

Ansonsten gilt

$$d_{fus} = h_{fus} = w_{fus} \tag{2.5}$$

2.4 Masse des Höhenleitwerks

In die Massenberechnung des Höhenleitwerks fließen nach dem LTH folgende Teilkomponenten mit ein:

- Torsionsbox (Hautfelder, Holmen, Rippen etc.)
- Vorderkante (Hautfelder, Rippen, Scheiben)
- Feste Hinterkante (Paneele, Rippen etc.)
- Auftriebssysteme (komplette Auftriebskörper, Gelenk- und Antriebshalterung)
- Leitwerksspitzen und Verkleidungen
- Sonstige (finale Lackschicht, Höhenleitwerk-Rumpf-Verbindungsbolzen etc.)

Die Gleichung zur Berechnung der Masse des Höhenleitwerks ist nach dem LTH wie folgt definiert

$$m_{htp} = 12.908 \cdot A_{htp}^{1.1868} \left(1 + \frac{0.1 - \left(T/_C\right)_{rep}}{\left(T/_C\right)_{rep}} \right) \tag{2.6}$$

In dieser Gleichung ist die repräsentative, relative Profildicke des Höhenleitwerks impliziert. Analog zum Abschnitt 2.2 muss dieser Wert getrennt berechnet werden. Dies geschieht mit der Gleichung

$$\left(T/_C\right)_{rep} = 0{,}75 \cdot \left(T/_C\right)_{root} + 0{,}25 \cdot \left(T/_C\right)_{tip} \tag{2.7}$$

2.5 Masse des Seitenleitwerks

Das LTH berücksichtigt ähnliche Komponenten für die Berechnung des Seitenleitwerks verglichen zum Höhenleitwerk. Diese lauten:

- Torsionsbox (Hautfelder, Holmen, Rippen etc.)
- Vorderkante (Hautfelder, Rippen, Scheiben)
- Feste Hinterkante (Paneele, Rippen etc.)
- Rudersteuersystem (komplette Rudersteuerflächen, Gelenk- und Antriebshalterung)
- Leitwerksspitzen und Verkleidungen
- Sonstige (finale Lackschicht, Seitenleitwerk-Rumpf-Verbindungsbolzen etc.)

Die Masse des Seitenleitwerks wird mit der Gleichung

$$m_{vtp} = 25.056 \cdot A_{vtp}^{1{,}0033} \tag{2.8}$$

berechnet.

2.6 Fahrwerksmasse

Nach dem LTH setzt sich das Fahrwerk wie folgt zusammen:

- Struktur (Hauptstruktur, Stoßdämpfer, Flüssigkeiten in Aktor etc.)
- Räder und Bremsen
- Sonstige (Bremssystem, hydraulische Flüssigkeiten etc.)

Die Gleichung zur Massenabschätzung der Fahrwerksmasse gilt nur für Flugzeuge, die kein oder nur ein einziges Mittelfahrwerk besitzen. Sie Gleichung lautet

$$m_{gear} = 1.8 \cdot 10^{-3} \cdot MLM^{1.278} \tag{2.9}$$

2.7 Masse der Triebwerksaufhängung

Die Triebwerksaufhängung beinhaltet die komplette Struktur zwischen Flügel und austauschbarem Triebwerk. Inbegriffen sind:

- Primär Struktur
  - Pylonbox (Rippen, Holme etc.)
  - Vordere und hintere Triebwerkshalterung
  - Vordere und hintere Flügelschnittstellen
  - Sonstige (Einspannung etc.)
- Sekundäre Struktur
  - Verkleidung, Dichtstoff, finale Lackschicht etc.

Bei der Triebwerksaufhängung gibt es zwei zu unterscheidende Ausführungsformen, den Kastenbalken (box beam) und die Knickstrebe (drag strut).

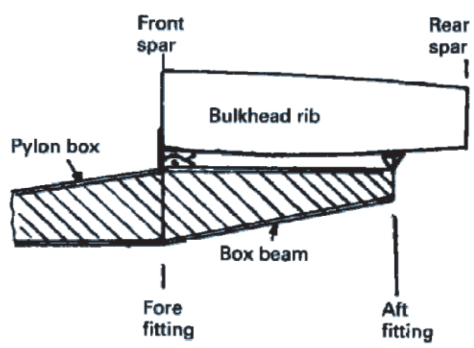


Bild 2.1 Triebwerksaufhängung in Kastenbalken-Konfiguration (nach Niu 1999, aus Airframe Structural Design)

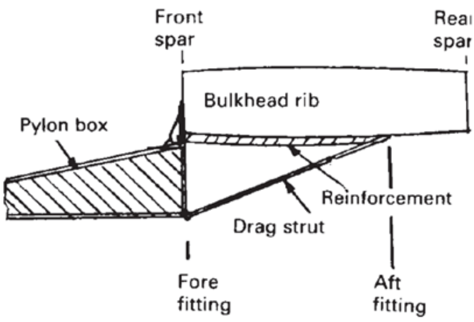


Bild 2.2 Triebwerksaufhängung in Knickstrebe-Konfiguration (nach Niu 1999, aus Airframe Structural Design)

Die Gleichung für die Kastenbalken-Konfiguration lautet

$$m_{pylon} = n_{PPT} \cdot 0.2648 \cdot SLST^{0.6517} \tag{2.10}$$

Und die Gleichung für die Triebwerksaufhängung in Knickstrebe-Konfiguration lautet

$$m_{pylon} = n_{PPT} \cdot 0.0131 \cdot SLST^{0.8806} \tag{2.11}$$

2.8 Triebwerksmasse

Die Definition der Triebwerksmasse des LTH umfasst folgende Unterkomponenten:

- Das ausgestattete und austauschbare Triebwerk
  - Triebwerk, wie es vom Hersteller geliefert wird
  - Triebwerksgondel (Lufteinlass, Düse, Schubumkehrer etc.)
  - Triebwerksgondelsysteme
- Zapfluftsystem

- Kontrollsystem
- Kraftstoffsystem (Kraftstoffleitungen, austauschbare Halterung etc.)
- Schutzgassystem
- Bolzen zur Befestigung

Die Triebwerksmasse wird nach dem LTH berechnet mit

$$m_{PPT} = n_{PPT} \cdot 0.2953 \cdot SLST^{0.8063} \tag{2.12}$$

2.9 Masse der Flugzeugsysteme

Folgende Teilomponenten sind nach dem LTH in die Massendefinition der Flugzeugsysteme inbegriffen:

- Hilfsturbine (APU)
- Hydraulische Versorgungssysteme
- Klimaanlage
- Enteisungssystem (de-icing and anti-icing system)
- Feuerlöschsystem (inkl. Rauchmelder etc.)
- Flugsteuerungssysteme
- Armaturenbrett (im Cockpit)
- Automatische Flugsysteme
- Navigationssysteme
- Kommunikationssysteme
- Stromversorgungsysteme
- Bolzen zur Befestigung

Die Masse der Flugzeugsysteme berechnet sich nach dem LTH mit

$$m_{sys} = 42.059\left(l_{fus} \cdot d_{fus}\right)^{0.9414} \tag{2.13}$$

2.10 Masse der Flugzeugausstattung

Unter dem Abschnitt Flugzeugausstattung fallen laut Definition des LTH folgende Teilkomponenten:

- Ausstattungsgegenstände
  - Isolierung
  - Verkleidung
  - Flugbegleitersitze und Flugbegleiterkabinen
  - Trennwände, Türen, Stauraum etc.
  - Toiletten
  - Hatracks, Mülleimer
  - Bodenverkleidung
  - Frachtraumverkleidung
  - Beladungssystem (Frachtraum)
  - Sonstige (Rettungsleiter etc.)
- Notfallsauerstoff
- Beleuchtung
- Wasser Installation
- Flüssigkeitskühlung
- Bolzen zur Befestigung

Die Berechnungsgleichung der Massen dieser Komponenten lautet

$$m_{fur} = 200 + 3.35\left(l_{fus} \cdot d_{fus}\right)^{1.3368} \tag{2.14}$$

2.11 Masse der Betriebsmittel

In der Gleichung zur Berechnung der Masse der Betriebsmittel aus dem LTH werden hauptsächlich typische Verkehrsflugzeuge berücksichtigt. Für Flugzeuge mit einem nicht-kommerziellen Kabinendesign z.B. einem VIP-Kabinendesign kann diese Gleichung nicht angewendet werden. Die in dieser Gleichung miteinbegriffenen Komponenten lauten:

- Standardelemente
  - Nicht-verbrauchter Kraftstoff
  - Zubehör der Klimaanlage (Werkzeug, Bedienungsanleitung etc.)
  - Gangstruktur

- Passagiersitze
- Ausbaubare Crew-Kabinen
- Zusätzlicher Mitteltank (im Frachtraum)
- Unterhaltungssystem (Bildschirme, Fernbedienung etc.)

- Betriebselemente
  - Notfallausrüstung
  - Wasser für die Küchen und Toiletten
  - Flüssigkeiten für Toiletten (Abwassertank-Vorladung)
  - Öl für die Triebwerke und APU
  - Verpflegung
  - Crew

Die Masse der Betriebsmittel ändert sich zwischen Kurz- und Langstreckenflug. Daher werden zwei Gleichungen für die Berechnung vom LTH angeführt. Für Kurz- und Mittelstreckenflüge gilt

$$m_{opp} = 32.907 \cdot n_{PAX}^{1.021} \quad (2.15)$$

Bei Langstreckenflügen wird folgende Gleichung verwendet

$$m_{opp} = 35.782 \cdot n_{PAX}^{1.1141} \quad (2.16)$$

2.12 Die Herstellerleermasse (MME)

Die Herstellerleermasse ergibt sich über die Aufsummierung der Masse der Komponenten von Flügelmasse (Part B) bis zur Masse der Flugzeugausstattung (Part J). Die Gleichung lautet

$$m_{MME} = m_{wing} + m_{fus} + m_{htp} + m_{vtp} + m_{gear} + m_{pylon} + m_{ppt} + m_{sys} + m_{fur} \quad (2.17)$$

2.13 Die Betriebsleermasse (OME)

Für die Berechnung der Betriebsleermasse addiert man zu der Herstellerleermasse zusätzlich noch die Masse der Einrichtungsgegenstände. Die Gleichung hierfür lautet

$$m_{OME} = m_{MME} + m_{opp} \tag{2.18}$$

3 Berechnungen

3.1 Flügelmasse

In der Gleichung (2.1), die zur Berechnung der Flügelmasse verwendet wird, sind verschiedene Flugzeugparameter gefordert. Diese reichen von der maximalen Abflugmasse (MTOM) bis hin zum Winkel der 25%-Linie (φ_{25}) und sind in den Tabellen 3.1 bis 3.3 aufgelistet.

Tabelle 3.1 Flügelparameter nach Jenkinson 1999a,b

Flugzeugmuster	A_{wing} [m²]	**MTOM** [kg]	**AR** [-]	$\boldsymbol{\varphi_{25}}$ [°]
A320-200	122,4	73500	9,39	25,0
A330-200	363,1	230900	9,26	29,7
A340-300	363,1	271900	9,26	29,7
B737-200	91,04	52390	8,83	25,0

Tabelle 3.2 Relative Profildicken des Flügelprofils nach Airbus 1986

Flugzeugmuster	$(T/C)_{root}$ [-]	$(T/C)_{kink}$ [-]	$(T/C)_{tip}$ [-]
A320-100	0,1515	0,1175	0,1084

Tabelle 3.3 Relative Profildicken des Flügelprofils nach Airbus 1991

Flugzeugmuster	$(T/C)_{root}$ [-]	$(T/C)_{kink}$ [-]	$(T/C)_{tip}$ [-]
A330-300	0,153	0,113	0,106

Für das Flugzeugmuster A340-300 liegen die Werte der relativen Profildicken nicht vor. Allerdings wird hier die Annahme getroffen, dass diese Werte identisch zu denen des A330-300 Flugzeugmusters sind, da die restlichen Flügelparameter dieser beiden Flugzeugmuster nach **Jenkinson 1999a** ebenfalls identisch sind, wie beispielsweise die Flügelfläche oder die mittlere aerodynamische Flügeltiefe.

Eine ähnliche Annahme wird auch für die Flugzeugmuster A320-200 und A330-200 getroffen. Es sind nur die Daten der relativen Profildicken einer jeweils anderen Version gegeben (A320-100 und A330-300). Vergleicht man die restlichen Flügelparameter nach **Airbus 1986** bzw. **Airbus 1991** mit **Jenkinson 1999a**, ist erneut festzustellen, dass sie identisch sind. Daher wird die Annahme getroffen, dass die relativen Profildicken der Flugzeugmuster A320-200 und A330-200 identisch zu denen der jeweils anderen Version (A320-100 und A330-300) sind.

Mit diesen getroffenen Annahmen lassen sich nun die repräsentativen, relativen Profildicken mit Hilfe von Gl. (2.2) berechnen (Tabelle 3.4).

Tabelle 3.4 Repräsentative, relative Flügelprofildicken berechnet nach Gl. (2.2)

Flugzeugmuster	$(T/C)_{rep}$ [-]
A320-200	0,1370
A330-200	0,1363
A340-300	0,1363

Für die Tragflächen des Flugzeugmusters B737-200 sind keine relativen Profildicken am Knick (kink) gegeben. Dementsprechend kann die Gl. (2.2) nicht angewendet werden. Hierfür wird ersetzend die Gl. (2.7) verwendet.

Tabelle 3.5 Relative Profildicken des Flügelprofils nach Torenbeek 1988

Flugzeugmuster	$(T/C)_{root}$ [-]	$(T/C)_{tip}$ [-]
B737-200	0,13	0,09

Tabelle 3.6 Repräsentative, relative Flügelprofildicken berechnet nach Gl. (2.7)

Flugzeugmuster	$(T/C)_{rep}$ [-]
B737-200	0,12

Somit lassen sich mit Hilfe von Gl. (2.1) die Flügelmassen für alle ausgewählten Flugzeugmuster die Ergebnisse nach Tabelle 3.7 berechnen.

Tabelle 3.7 Flügelmassen nach Gl. (2.1)

Flugzeugmuster	m_{wing} [kg]
A320-200	8556,24
A330-200	33523,35
A340-300	36702,47
B737-200	5695,04

3.2 Rumpfmasse

Die für die Rumpfmasse benötigten Parameter bestehen hauptsächlich aus den geometrischen Abmessungen des Rumpfes, wie Rumpflänge (l_f) und Rumpfhöhe (h_f) bzw. Rumpfbreite (w_f). Diese Werte sind in Tabelle 3.8 dargestellt.

Tabelle 3.8 Rumpfabmessung nach Jenkinson 1999a und Jenkinson 1999b

Flugzeugmuster	l_f [m²]	h_f [m²]	w_f [m²]
A320-200	37,57	3,95	4,14
A330-200	57,77	5,64	5,64
A340-300	62,57	5,64	5,64
B737-200	29,54	3,73	3,73

Das Flugzeugmuster A320-200 besitzt keinen runden Rumpfquerschnitt. Gleichung (2.5) trifft nicht zu. Hierfür muss nach Gleichung (2.4) der Rumpfquerschnitt gesondert berechnet werden.

Tabelle 3.9 Rumpfdurchmesser nach Gl. (2.4)

Flugzeugmuster	d_{fus} [m]
A320-200	4,045

Mit Hilfe der Gleichung (2.3) lassen sich nun die Rumpfassen der verschiedenen Flugzeugmuster berechnen. Es ergeben sich die Ergebnisse nach Tabele 3.10.

Tabelle 3.10 Rumpfmassen nach Gl. (2.3)

Flugzeugmuster	m_f [kg]
A320-200	8789,08
A330-200	22887,59
A340-300	25480,51
B737-200	5880,58

3.3 Masse des Höhenleitwerks

Laut dem Luftfahrttechnischen Handbuch wird zur Ermittlung der Masse des Höhenleitwerks die Höhenleitwerksfläche A_{HTP} und die repräsentative, relative Profildicke des Höhenleitwerkprofils $(T/C)_{rep}$ benötigt.

Tabelle 3.11 Höhenleitwerksflächen nach Jenkinson 1999a,b

Flugzeugmuster	A_{HTP} [m²]
A320-200	31,00
A330-200	72,90
A340-300	72,90
B737-200	31,31

Nach **Scholz 2015** sollte die Profildicken des Höhenleitwerkprofils 10 % weniger als die Profildicke des Flügelprofils an der Flügelspitze betragen und typische Werte für die relativen Profildicken des Höhenleitwerkprofils betragen 12 % an der Höhenleitwerkswurzel und 9 % an der Höhenleitwerksspitze. Auch das Höhenleitwerk des Flugzeugmusters B737-200 ist mit diesen Werten ausgestattet (vgl. Tabelle 3.13). Aufgrund von fehlenden Werten werden an dieser Stelle die typischen Werte übernommen und die zuvor genannte Entwurfsregel nach **Scholz 2015** angewendet. Somit ergeben sich die angenommenen, relativen Profildicken des Höhenleitwerks wie in Tabelle 3.12 gezeigt.

Tabelle 3.12 Angenommene, relative Profildicken des Höhenleitwerks

Flugzeugmuster	$(T/C)_{root}$ [-]	$(T/C)_{tip}$ [-]
A320-200	0,12[1]	0,098[2]
A330-200	0,12[1]	0,095[2]
A340-300	0,12[1]	0,095[2]

[1] angenommene typische Werte des Höhenleitwerkprofils an der Wurzel
[2] Werte 10 % geringer als die jeweilige Profildicke des Flügels an der Flügelspitze

Tabelle 3.13 Relative Profildicken des Höhenleitwerkprofils nach Torenbeek 1988

Flugzeugmuster	$(T/C)_{root}$ [-]	$(T/C)_{tip}$ [-]
B737-200	0,12	0,09

Tabelle 3.14 Repräsentative, relative Profildicke des Höhenleitwerks berechnet nach Gl. (2.7)

Flugzeugmuster	$(T/C)_{rep}$ [-]
A320-200	0,1145
A330-200	0,1139
A340-300	0,1139
B737-200	0,1125

Unter Verwendung der Gleichung (2.6) ergeben sich die Werte für die Massen der Höhenleitwerke nach Tabelle 3.15.

Tabelle 3.15 Höhenleitwerksmassen nach Gl. (2.6)

Flugzeugmuster	m_{HTP} [kg]
A320-200	663,7
A330-200	1841,7
A340-300	1841,7
B737-200	683,6

3.4 Masse des Seitenleitwerks

Im Gegensatz zu Abschnitt 2.4 lässt sich die Masse des Seitenleitwerks anhand von Gleichung (2.8) nur über die Seitenleiwerksfläche A_{VTP} bestimmen. Diese Fläche sowie die Ergebnisse der Berechnungen sind in den Tabellen 3.16 und 3.17 dargestellt.

Tabelle 3.16 Seitenleitwerksflächen nach Jenkinson 1999a,b

Flugzeugmuster	A_{VTP} [m²]
A320-200	21,50
A330-200	47,65
A340-300	45,20
B737-200	19,70

Tabelle 3.17 Seitenleitwerksmassen nach Gl. (2.8)

Flugzeugmuster	m_{VTP} [kg]
A320-200	544,2
A330-200	1209,2
A340-300	1146,9
B737-200	498,5

3.5 Fahrwerksmasse

Für die Fahrwerksmasse wird die maximale Landemasse des Flugzeugs benötigt (Tabelle 3.18). Anhand von Gleichung (2.9) lässt sich die Fahrwerksmasse anschließend berechnen (Tabelle 3.19).

Tabelle 3.18 Maximale Landemasse nach Jenkinson 1999a und Jenkinson 1999b

Flugzeugmuster	**MLM** [kg]
A320-200	64500
A330-200	177150
A340-300	181000
B737-200	46720

Tabelle 3.19 Fahrwerksmassen nach Gl. (2.9)

Flugzeugmuster	m_{gear} [kg]
A320-200	2522,8
A330-200	9176.0
A340-300	9431,6
B737-200	1670,7

3.6 Masse der Triebwerksaufhängung

Zur Berechnung der Masse der Triebwerksaufhängung gilt es zunächst zu unterscheiden, in welcher Konfiguration die Triebwerke am jeweiligen Flugzeugmuster angebracht sind, da sich sonst unterschiedliche Gleichungen ergeben (vgl. Bild 2.1, Bild 2.2). Die Triebwerke für die in dieser Arbeit ausgewählten Flugzeugmuster sind ausschließlich in der Kastenbalken-Konfiguration montiert. Demnach wird die Masse der Triebwerksaufhängung anhand von Gleichung (2.10) berechnet. Die Masse der Triebwerksaufhängung wird über den Schub des jeweiligen Flugzeugmusters bestimmt. Dieser muss in statischer Form auf Meereshöhe gegeben sein (Sea-Level Static Thrust) und ist in nachfolgender Tabelle gegeben:

Tabelle 3.20 Triebwerksschub auf Meereshöhe nach Jenkinson 1999a und Jenkinson 1999b

Flugzeugmuster	**SLST** [kN]	n_{ppt}[-]
A320-200	111,2	2
A330-200	310	2
A340-300	151	4
B737-200	71,2	2

Tabelle 3.21 Massen der Triebwerksaufhängungen nach Gl. (2.10)

Flugzeugmuster	m_{pyl} [kg]
A320-200	1029,2
A330-200	2007,6
A340-300	2501,7
B737-200	769,7

3.7 Triebwerksmasse

Ähnlich wie für die Masse der Triebwerksaufhängung wird zur Berechnung der Triebwerksmasse der statische Schub auf Meereshöhe benötigt. Diese ist bereits in Tabelle 3.20 aufgeführt. Mit Hilfe von Gleichung (2.12) lässt sich anschließend die Triebwerksmasse berechnen, in der auch die Anzahl der Triebwerke mit einfließt. Die Ergebnisse sind in Tabelle 3.22 dargestellt.

Tabelle 3.22 Triebwerksmassen nach Gl. (2.12)

Flugzeugmuster	m_{ppt} [kg]
A320-200	6917,8
A330-200	15811,7
A340-300	17706,5
B737-200	4828,9

3.8 Masse der Flugzeugsysteme und der Flugzeugausstattung

Zur Berechnung der Masse der Flugzeugsysteme und der Flugzeugausstattung werden die geometrischen Rumpfabmessungen benötigt. Diese sind bereits in Tabelle 3.8 und Tabelle 3.9 aufgeführt. Eingesetzt in Gleichung (2.13) bzw. (2.14) ergeben sich für die ausgewählten Flugzeugmuster die Massen nach Tabelle 3.23 und 3.24.

Tabelle 3.23 Massen der Flugzeugsysteme nach Gl. (2.13)

Flugzeugmuster	m_{sys} [kg]
A320-200	4761,8
A330-200	9762,9
A340-300	10508,9
B737-200	3518,1

Tabelle 3.24 Massen der Flugzeugausstattung nach Gl. (2.14)

Flugzeugmuster	m_{fur} [kg]
A320-200	2964,5
A330-200	7863,0
A340-300	8707,6
B737-200	1998,7

3.9 Masse der Betriebselemente

Um die Masse der Betriebselemente berechnen zu können, muss zunächst geklärt werden, ob es sich bei den ausgewählten Flugzeugmustern um Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge oder um Langstreckenflugzeuge handelt. Hierfür wird eine Reichweitenklassifikation (Tabelle 3.25) und die jeweiligen Reichweiten der Flugzeugmuster angeführt (Tabelle 3.26).

Tabelle 3.25 Reichweitenklassifikation nach Scholz 2015

Reichweitenklassifikation	**Reichweite** [km]
Kurzstrecke	0 bis 3700
Mittelstrecke	3700 bis 5600
Langstrecke	mehr als 5600

Tabelle 3.26 Entwurfsreichweite nach Jenkinson 1999a,b

Flugzeugmuster	**Entwurfsreichweite** [km]
A320-200	2700
A330-200	6370
A340-300	7150
B737-200	1900

Somit lassen sich die Flugzeugmuster A320-200 und B737-200 als Kurzstrecken- und sowohl das A330-200 als auch das A340-300 Flugzeugmuster als Langstreckenflugzeuge klassifizieren. Zusätzlich wird noch die Anzahl der Passagiere benötigt. Dabei wird für Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen ein typisches zwei-Klassen-Kabinenlayout und für Langstreckenflugzeugen ein typisches drei-Klassen-Kabinenlayout gewählt. Die Anzahl der Passagiere sind für die jeweiligen Flugzeugmuster Tabelle 3.27 zu entnehmen.

Tabelle 3.27 Anzahl der Passagiere Jenkinson 1999a,b

Flugzeugmuster	n_{PAX} [-]
A320-200	150[1]
A330-200	253[2]
A340-300	295[2]
B737-200	115[1]

Mit dieser Vorklassifizierung und den gegebenen Werten lassen sich nun die Massen der Betriebselemente anhand von (2.15) und (2.16) dieser Flugzeugmuster berechnen (Tabelle 3.28).

[1] typisches zwei-Klassen-Kabinenlayout
[2] typisches drei-Klassen-Kabinenlayout

Tabelle 3.28 Massen der Betriebselemente nach Gl. (2.15) und Gl. (2.16)

Flugzeugmuster	m_{opp} [kg]
A320-200	5483,8
A330-200	17020,9
A340-300	20197,3
B737-200	4180,8

3.10 Herstellerleermasse (MME)

Nach Gl. (2.17) ergibt die Aufsummierung der Komponentenmassen von Abschnitt 2.2 bis Abschnitt 2.10 die Herstellerleermasse. Diese sind in Tabelle 3.29 aufgelistet.

Tabelle 3.29 Herstellerleermassen nach Gl. (2.17)

Flugzeugmuster	m_{MME} [kg]
A320-200	36746,2
A330-200	104083,0
A340-300	114027,9
B737-200	25543,7

3.11 Betriebsleermasse (OME)

Addiert man zur Herstellerleermasse die Masse der Betriebsmittel, so erhält man nach Gl. (2.18) die Betriebsleermasse (Tabelle 3.30).

Tabelle 3.30 Betriebsleermassen nach Gl. (2.17)

Flugzeugmuster	m_{MME} [kg]
A320-200	42230,0
A330-200	121103,9
A340-300	134225,2
B737-200	29724,5

4 Vergleich

4.1 Rumpfmasse

Die berechneten Rumpfmassen werden mit den Verfahren, die in **Fernandes 2001** ausgewertet wurden, verglichen, indem die jeweiligen Abweichungen der berechneten Rumpfmassen zu den tatsächlichen Rumpfmassen jeder einzelnen Verfahren in einem Diagramm prozentual dargestellt werden. Dies geschieht für dieselben Flugzeugmuster, die bereits in **Fernandes 2001** verwendet wurden (A340-300 und A320-200), wodurch die Vergleichbarkeit sichergestellt wird.

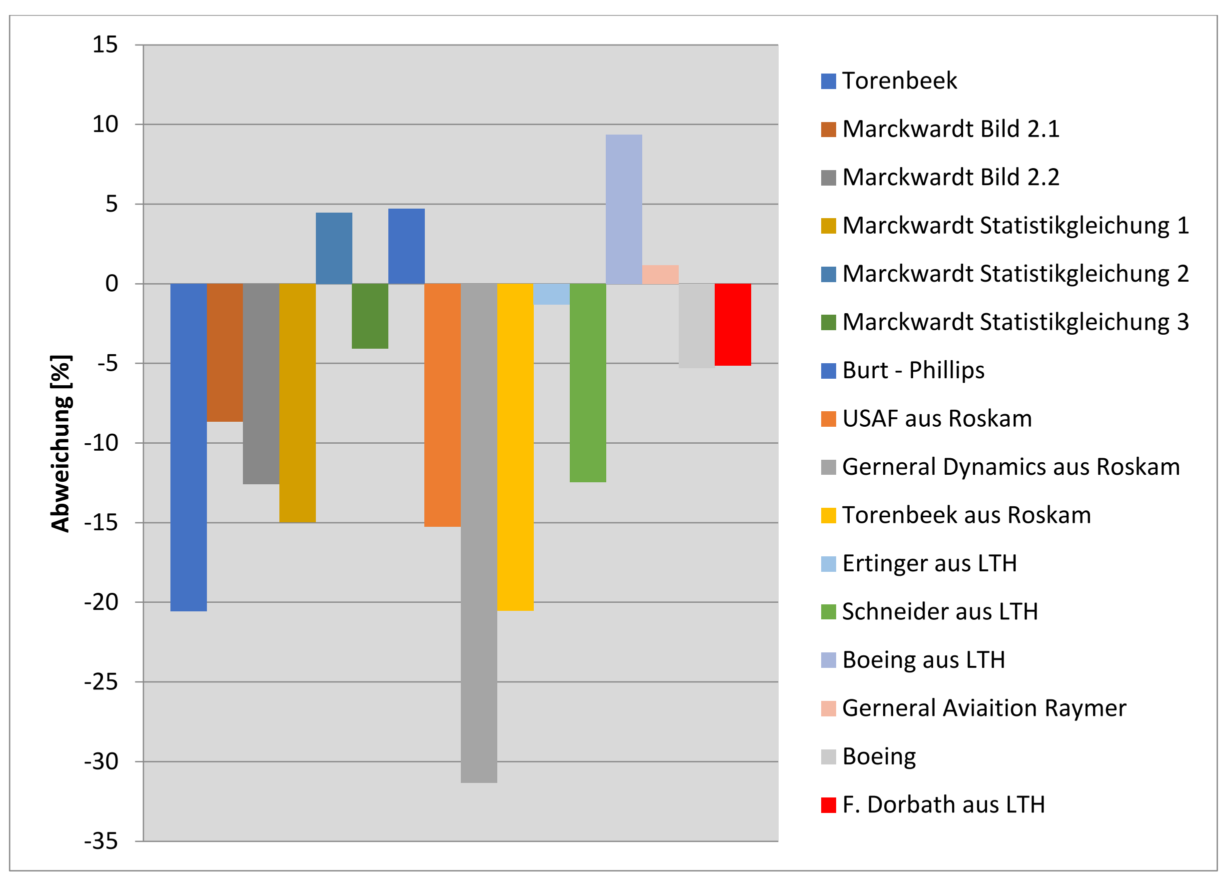


Bild 4.1 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Rumpfmassen A320-200 (nach Fernandes 2001 (S.34-35), modifiziert)

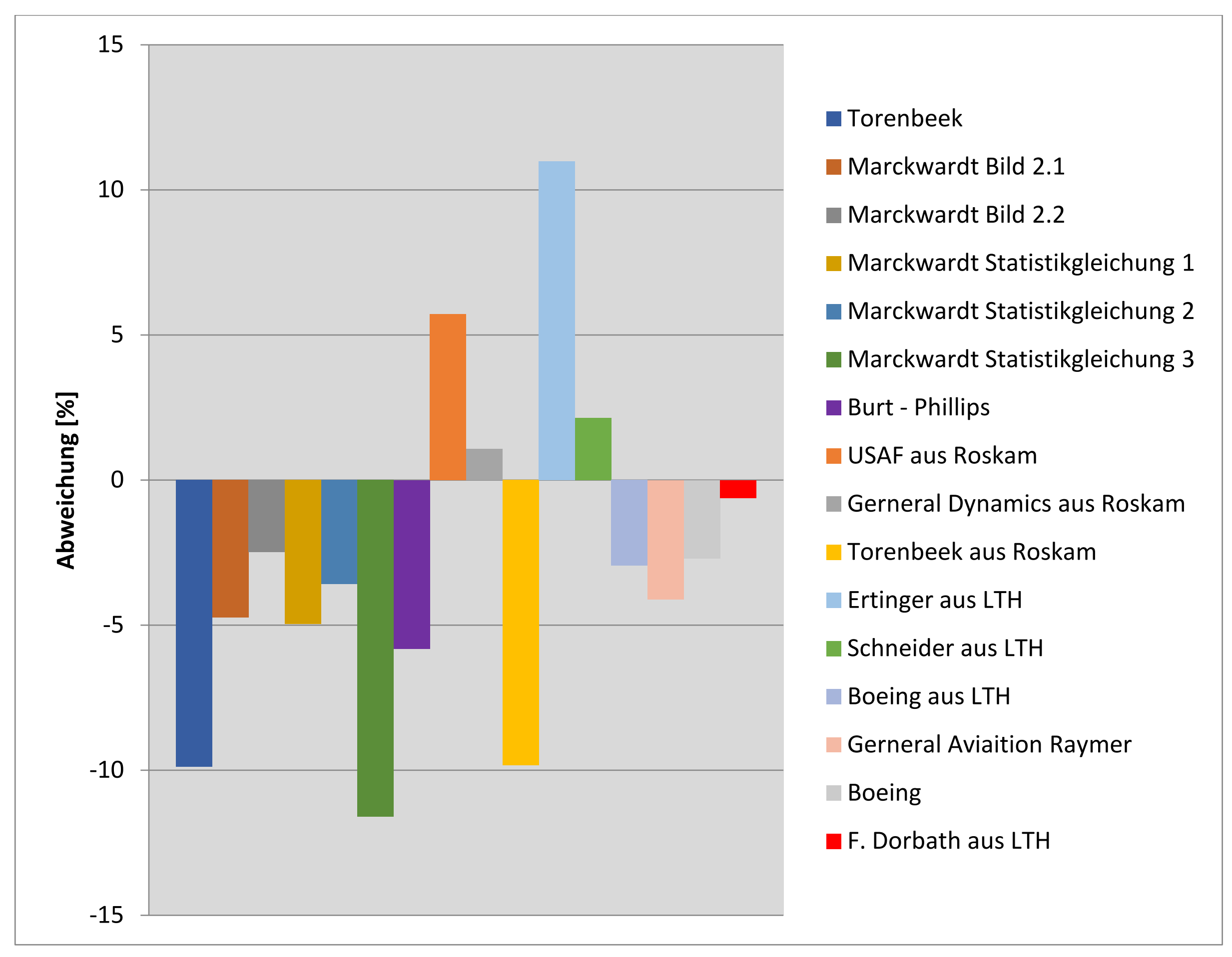


Bild 4.2 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Rumpfmassen A340-300 (nach Fernandes 2001 (S.34-35), modifiziert)

Die unterschiedlichen Verfahren aus den vorhergegangen Diagrammen (Bild 4.1 und Bild 4.2) werden in diesem Zusammenhang nicht weiter erläutert, da dies nicht die Aufgabe dieser Arbeit ist. Sie dienen lediglich dem Vergleich und wurden aus **Fernandes 2001** übernommen. Dort sind sie bei Bedarf nachzuschlagen. Den Diagrammen wurden nur das Verfahren *F. Dorbath aus LTH* hinzugefügt. Gleiches gilt für die nachfolgenden Diagramme (Bild 4.3 bis Bild 4.6)

4.2 Triebwerksmasse

Der Vergleich der Triebwerksmassen geschieht analog zu Abschnitt 4.1**.** Hierbei lassen sich allerdings deutlich weniger verschiedene Methoden miteinander vergleichen. Die unterschiedlichen Definitionen der Triebwerksmassenkomponenten erlauben nur den Vergleich einer geringeren Anzahl an Massenabschätzungsmethoden miteinander. Beispielsweise ist nach **Dorbath 2013** die Masse der Triebwerksaufhängung nicht in der

Masse der Triebwerke inbegriffen, bei anderen Verfahren allerdings schon. Daher werden in den nachfolgenden Bildern nur die miteinander kompatiblen Verfahren aufgezeigt.

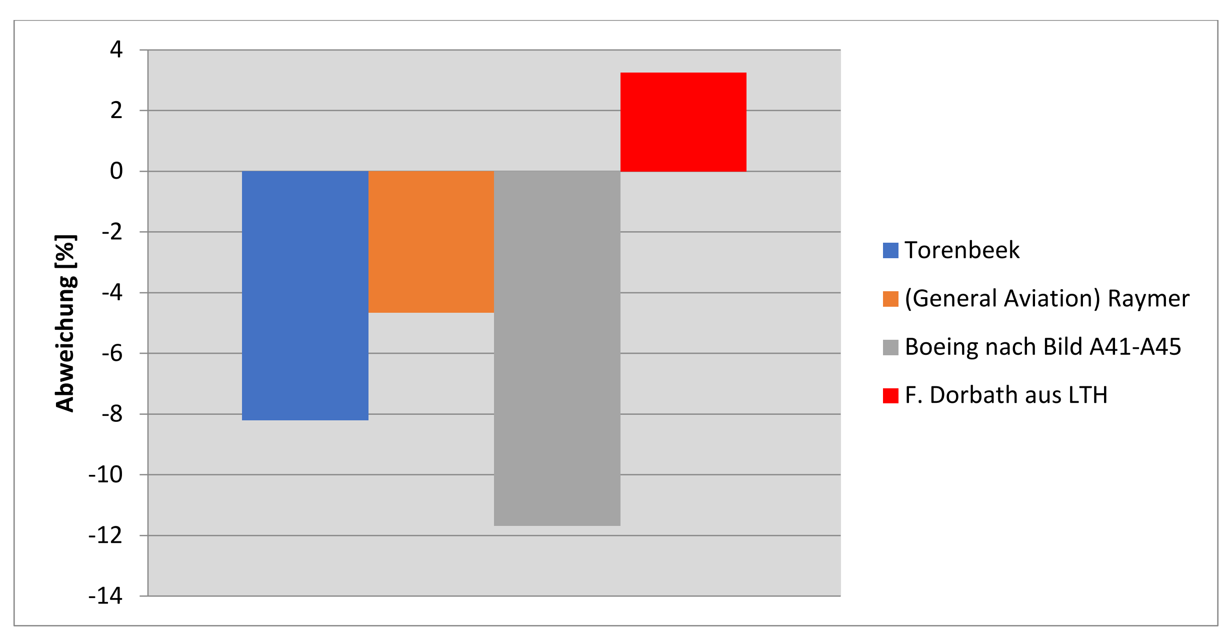


Bild 4.3 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Triebwerksmassen A320-200 (nach Fernandes 2001 (S.56-57), modifiziert)

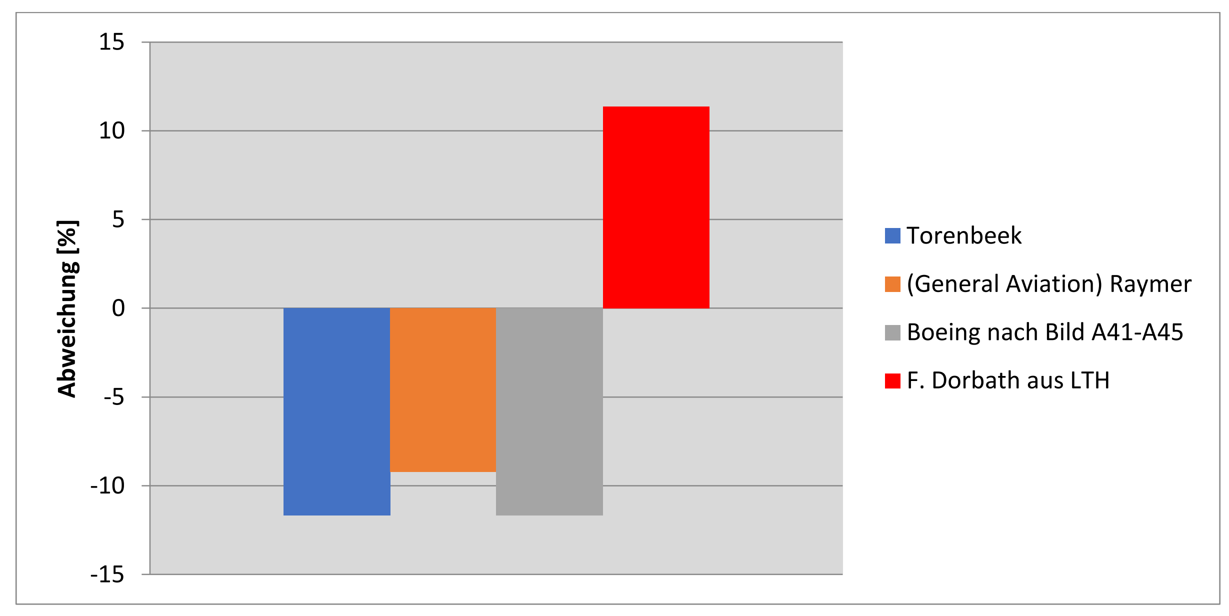


Bild 4.4 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Triebwerksmassen A340-300 (Fernandes 2001 (S.56-57), modifiziert)

4.3 Fahrwerksmasse

Auch die Fahrwerksmassen werden in gleicher Weise miteinander verglichen, wie es für die Rumpf- und Triebwerksmassen bereits in Abschnitt 4.1 und Abschnitt 4.2 angewendet wurde.

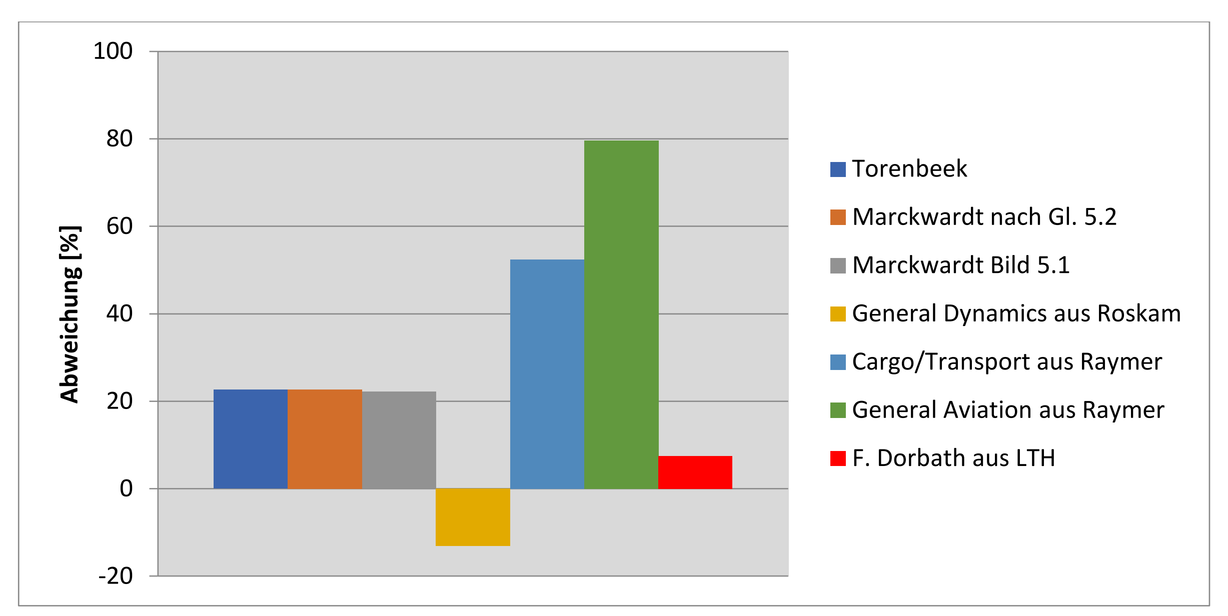


Bild 4.5 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Fahrwerksmassen A320-200 (nach Fernandes 2001 (S.68-69), modifiziert

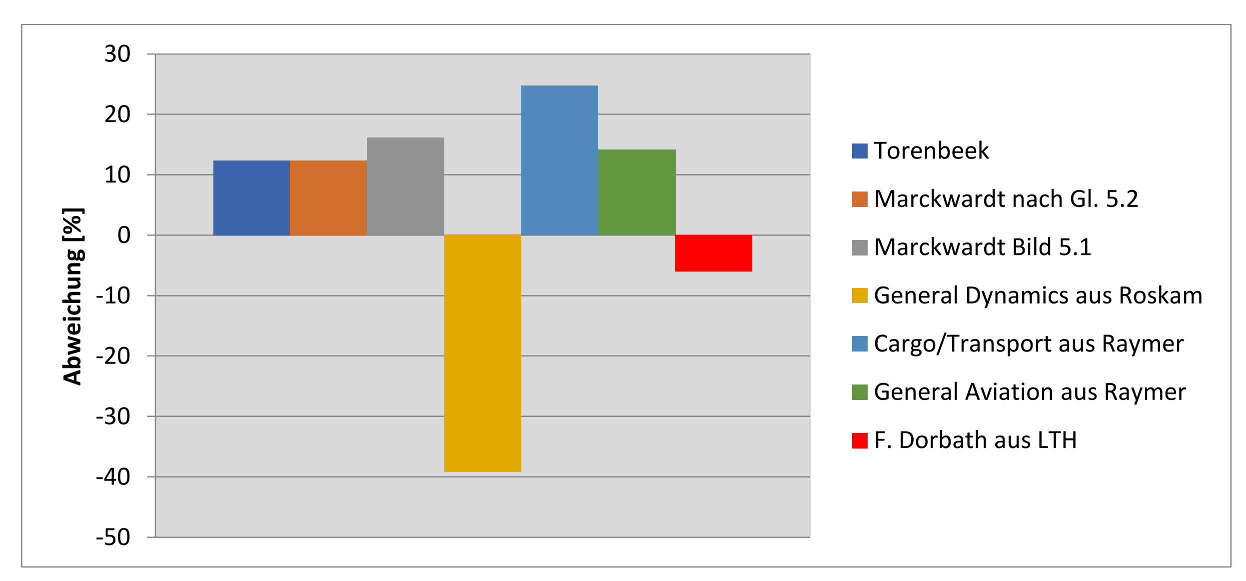


Bild 4.6 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Fahrwerksmassen A340-300 (nach Fernandes 2001 (S.68-69), modifiziert)

4.4 Betriebsleermasse (OME)

Um einen weiteren aussagekräftigen Vergleich durchzuführen, werden in diesem Abschnitt die Betriebsleermassen miteinander verglichen. Dafür wurden für alle ausgewählten Flugzeugmuster alle Massenberechnungen der einzelnen Flugzeugkomponenten durchgeführt und zur OME aufsummiert (vgl. Tabelle 3.30). Die Abweichungen dieser Ergebnisse zu den tatsächlichen Betriebsleermassen werden in dem folgenden Diagramm dargestellt.

Tabelle 4.1 Betriebsleermasen nach Jenkinson 1999a und Jenkinson 1999b

Flugzeugmuster	$m_{MME}[kg]$
A320-200	41310
A330-200	120200
A340-300	129850
B737-200	27646

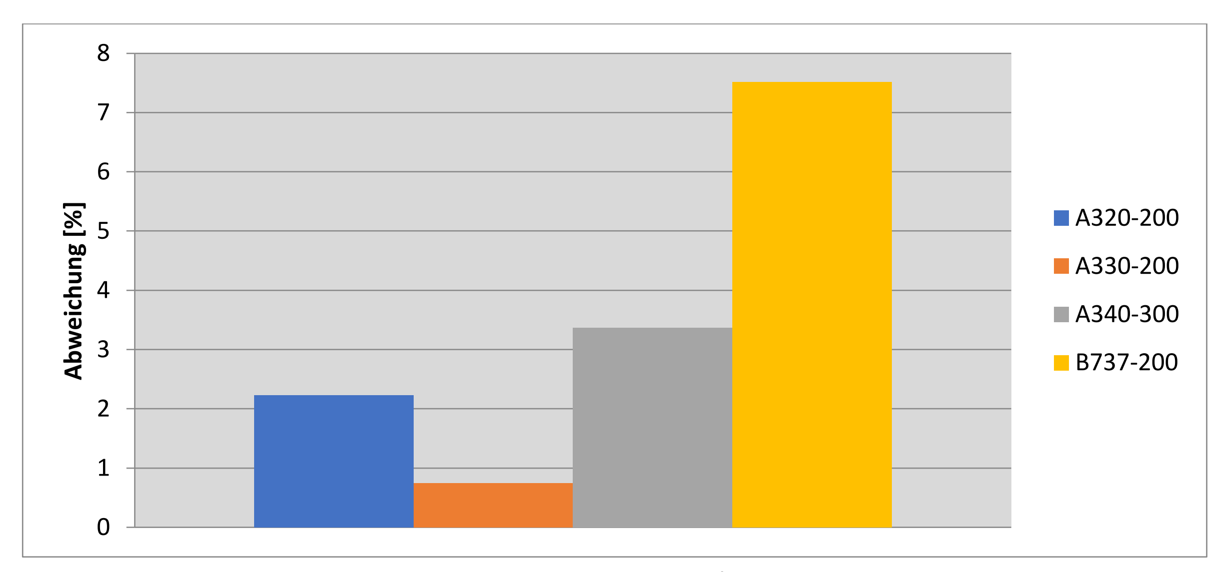


Bild 4.7 Prozentuale Abweichung der berechneten / tatsächlichen Betriebsleermassen

5 Zusammenfassung

Die Masseanalyse nach **Dorbath 2013** hat sich als eine überschaubare und ziemlich genaue Methode zur Massenabschätzung von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf herausgestellt. Jede Flugzeugbaugruppe ist in den jeweiligen Unterabschnitten nachvollziehbar definiert und die Gleichungen zur Berechnung der Komponentenmassen wurden möglichst einfach gehalten, d.h. mit möglichst wenigen Parametern versehen. Trotzdem lieferte diese Massenanalyse durchweg geringe Abweichungen zu den tatsächlichen Massen. Im Vergleich zu anderen Methoden, hatte diese Methode meist die geringsten Abweichungen und lieferte somit die genauesten Werte, trotz einiger getroffener Annahmen, die mögliche Fehlerquellen darstellen. Dabei betrugen die Abweichungen nur selten über 10 %, blieb aber meist jedoch unter 5 %. Vor allem der Vergleich der Betriebsleermassen lässt eine sehr genaue Beurteilung dieser Methode zu, da für diesen Vergleich jeder einzelne Unterabschnitt mit einbezogen wurde und zum Schluss eine Gesamtabweichung zum Tragen kommt. Die Massenanalyse nach **Dorbath 2013** lieferte auch hier nur geringe Abweichungen (weniger als 5 % für die Airbus-Flugzeugmuster, weniger als 10 % für das Boeing-Flugzeugmuster).

Des Weiteren kommt dieser Methode zugute, dass sie meist Werte ausgegeben hat, die knapp über den tatsächlichen Werten lagen. Prinzipiell ist es besser, wenn am Ende die tatsächliche Masse einer Entwurfsbaugruppe weniger als die zuvor angenommene Masse beträgt, da dann auch die tatsächlichen Kosten geringer als die angenommenen Kosten sind. Die Methoden zur Massenabschätzung, die in **Fernandes 2001** analysiert wurden, dürfen allerdings nicht als ungenau oder irrelevant betrachtet werden. Es war zu erwarten, dass die Methode nach **Dorbath 2013** auch die genaueren Ergebnisse liefert, da sie Neuentwicklungen und neue Erkenntnisse berücksichtigen kann. Der zeitliche Unterschied der Veröffentlichungen dieser Methoden beträgt zwischen 12 bis über 40 Jahre. Die “neuere“ Methode wird jedoch auf vielen Erkenntnissen der “älteren“ Methoden aufgebaut haben. Viele der Methoden aus **Fernandes 2001** gelten außerdem für mehrere Flugzeugarten, von zivilen Flugzeugen bis hin zu Militär- oder Frachtflugzeuge. Die Methode nach **Dorbath 2013** bezieht sich ausschließlich auf zivile Verkehrsflugzeuge.

Vergleicht man die Abweichungen mit denen aus dem Selbstcheck, den F. Dorbath in seiner Arbeit durchgeführt hat (siehe Anhang A), ist festzustellen, dass die Abweichungen sich im selben Rahmen bewegen. In dieser Arbeit beträgt die durchschnittliche Abweichung 4,8 %. In dem Selbsttest von F. Dorbath liegen die durchschnittlichen Abweichungen zwischen 2,7 % und 10,8 %.

Insgesamt hat F. Dorbath eine nützliche und genaue Methode zur Massenanalyse von Flugzeugbaugruppen geliefert, mit der sich die Massenabschätzung von zivilen Verkehrsflugzeugen relativ leicht gestaltet. Sind einmal die benötigten Parameter bekannt, ist

die Berechnung nur noch Formsache. Der Aufgabenbereich dieser Methode ist zwar eingeschränkt, dafür sind die Ergebnisse allerdings sehr genau.

6 Ausblick

Der Vergleich der unterschiedlichen Methoden wurde in dieser Arbeit anhand von vier verschiedenen Flugzeugmustern durchgeführt. Um eine genauere Bewertung dieser Methode zu erhalten, muss ein Vergleich mit moderneren und einer höheren Anzahl von Flugzeugmustern erfolgen. Dabei sollten auch Flugzeugmuster außerhalb von Boeing und Airbus mit einbezogen werden, um die ganze Bandbreite an unterschiedlichen Flugzeugmustern abzudecken. F. Dorbath selbst führt in seiner Massenabschätzungsmethode bereits solch einen Vergleich an (siehe Anhang A

Überprüfung nach Dorbath 2013Diesen gilt es jedoch unabhängig und objektiv zu überprüfen.

Für all diese Flugzeugmuster wurden die Massenberechnungen rückwirkend angewendet, d.h. die Flugzeuge waren schon gebaut und die Gleichungen zur Berechnung konnten anhand der tatsächlichen Komponentenmassen des Flugzeugs angepasst werden. Um eine abschließende Beurteilung der Massenabschätzungsmethode nach **Dorbath 2013** durchführen zu können, sollte ein kompletter Flugzeugentwurf mit dieser Methode für ein noch nicht existierendes Flugzeug durchgeführt und im Anschluss verglichen werden.

Literaturverzeichnis

AGARD 1980 ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH & DEVELOPMENT (AGARD): *Multilingual Aeronautical Dictionary,* North Atlantic Treaty Organization, 1980. – ISBN 92-835-01666-7, URL: http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/MaterialFM1.html#MAD (Passwort erforderlich)

Airbus 1986 AIRBUS: *Data Base for Design (DBD) A320-100*, Version 100, Edition 6a, July 1986. – Aktuelle Version auf: https://www.airbus.com/aircraft/support-services/airport-operations-and-technical-data/aircraft-characteristics.html, archiviert als: http://bit.ly/2KmHxOa

Airbus 1991 AIRBUS: *Data Base for Design (DBD) A330-300*, Version 300X, Edition 3, 25.6.1991. – Aktuelle Version auf: https://www.airbus.com/aircraft/support-services/airport-operations-and-technical-data/aircraft-characteristics.html, archiviert als: http://bit.ly/2yZ0IIJ

Dorbath 2013 DORBATH, Felix; GAIDA, Ulf: *Large Civil Jet Transport (MTOM > 40 t) — Statistical Mass Estimation.* Luftfahrttechnisches Handbuch (LTH), MA 401 12-01 Issue B, 2013. – Bezieherkreis ist beschränkt. Bestellung: https://www.lth-online.de/ueber-das-lth-informationen/lth-ausgabe.html, archiviert als: https://perma.cc/E3G8-FSGR

Fernandes 2001 FERNANDES DA MOURA, Eurico J.: *Vergleich verschiedener Verfahren zur Masseprognose von Flugzeugbaugruppen im frühen Flugzeugentwurf.* Hamburg, Fachhochschule Hamburg, Fahrzeugtechnik, Diplomarbeit, 2001 – URL: http://Bibliothek.ProfScholz.de

Jenkinson 1999a JENKINSON, Lloyd R.: *Civil Jet Aircraft Design,* Butterworth-Heinemann, 1999, Data Set, Table 1: Airbus Aircraft– URL: https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/table-1/table.htm, archiviert als: http://bit.ly/2K8RG0b

Jenkinson 1999b JENKINSON, Lloyd R.: *Civil Jet Aircraft Design,* Butterworth-Heinemann, 1999, Data Set, Table 2: Boeing Aircraft – URL: https://booksite.elsevier.com/9780340741528/appendices/data-a/table-2/table.htm, archiviert als: http://bit.ly/2K8RG0b

Niu 1999 NIU, Michael C. Y.: *Airframe Structural Design,* Hong Kong : Conmilit, 1999. – ISBN 96-271-2809-0, archiviert als: https://perma.cc/JPP4-ZXZF

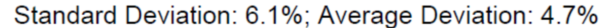
Scholz 2015 SCHOLZ, Dieter: *Aircraft Design,* Hamburg, HAW Hamburg, Vorlesungsskript, 2015. – URL: http://HOOU.ProfScholz.de

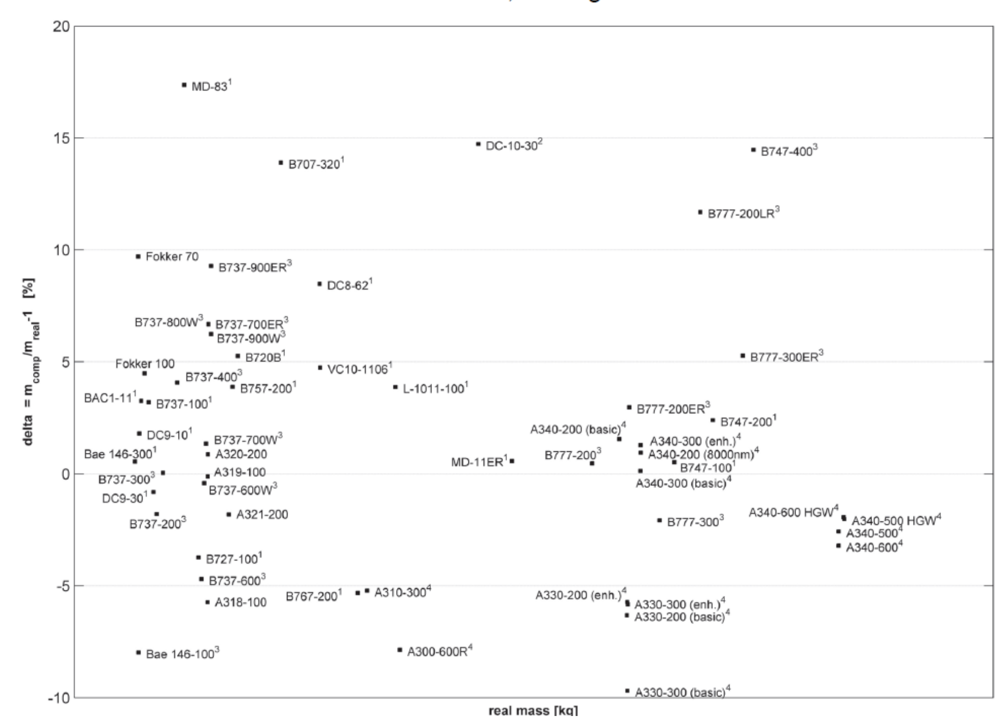
Torenbeek 1988 TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design.* Delft: Delft University Press, 1988. – ISBN 90-247-2724-3. – URL: http://resolver.tudelft.nl/uuid:229f2817-9be9-49b6-959a-d653b5bac054

Alle Online-Referenzen wurden am 10.06.2018 oder später vom Internet bezogen.

Anhang A

Überprüfung nach Dorbath 2013

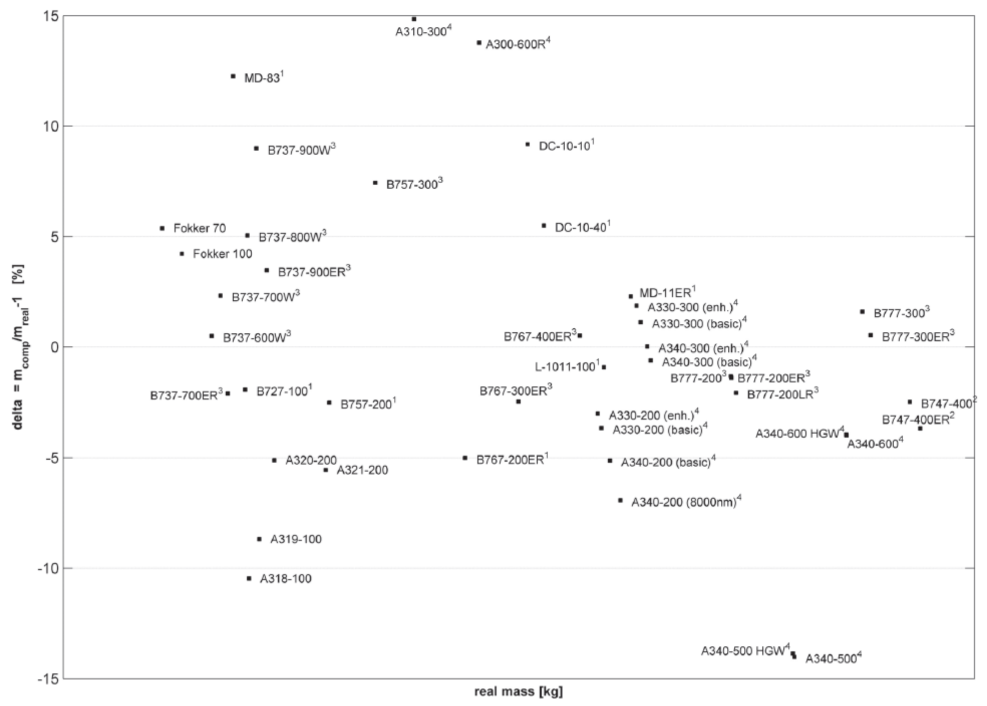




[1] real mass value accounted using an unknown weight accounting system
[2] real mass value accounted using MIL-STD-1374 A / MIL-STD-254 A accounting system
[3] real mass value based on experts engineering judgement
[4] mass of forward and rear main frames of the fuselage accounted within the real mass value

Bild A.1 Abweichungen der Flügelmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.3)

Standard Deviation: 6.3%; Average Deviation: 4.7%



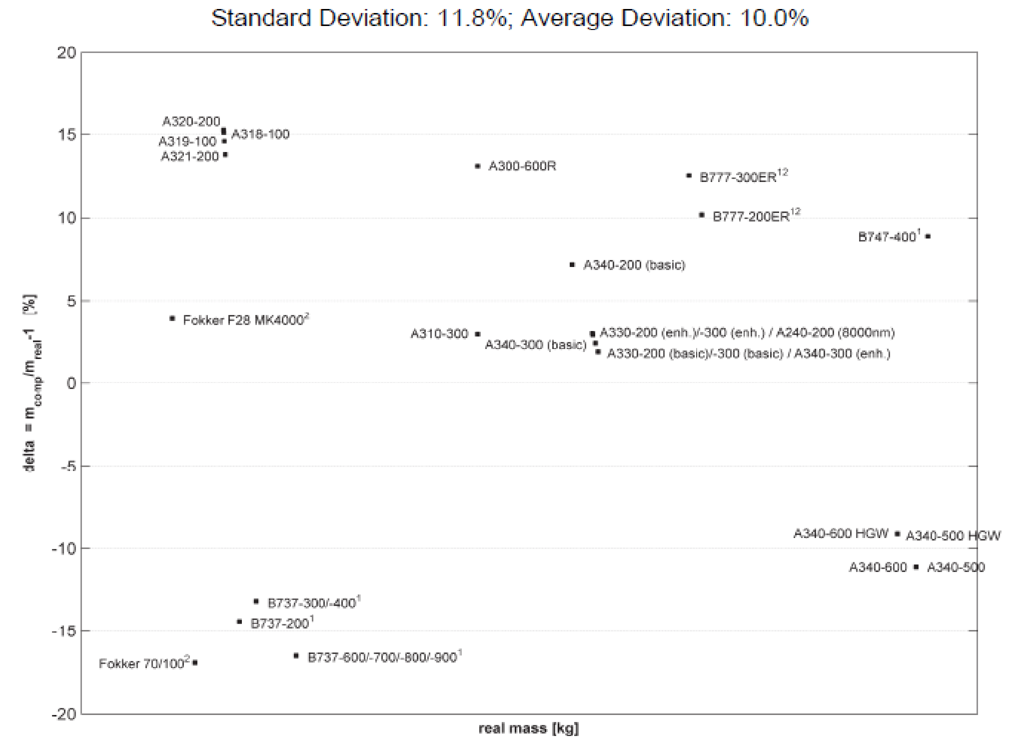
[1] real mass value accounted using an unknown weight accounting system

[2] fuselage diameter of the rear part of the fuselage chosen

[3] real mass value based on experts engineering judgement

[4] mass of forward and rear main frames of the fuselage not accounted within the real mass value

Bild A.2 Abweichungen der Rumpfmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.5)

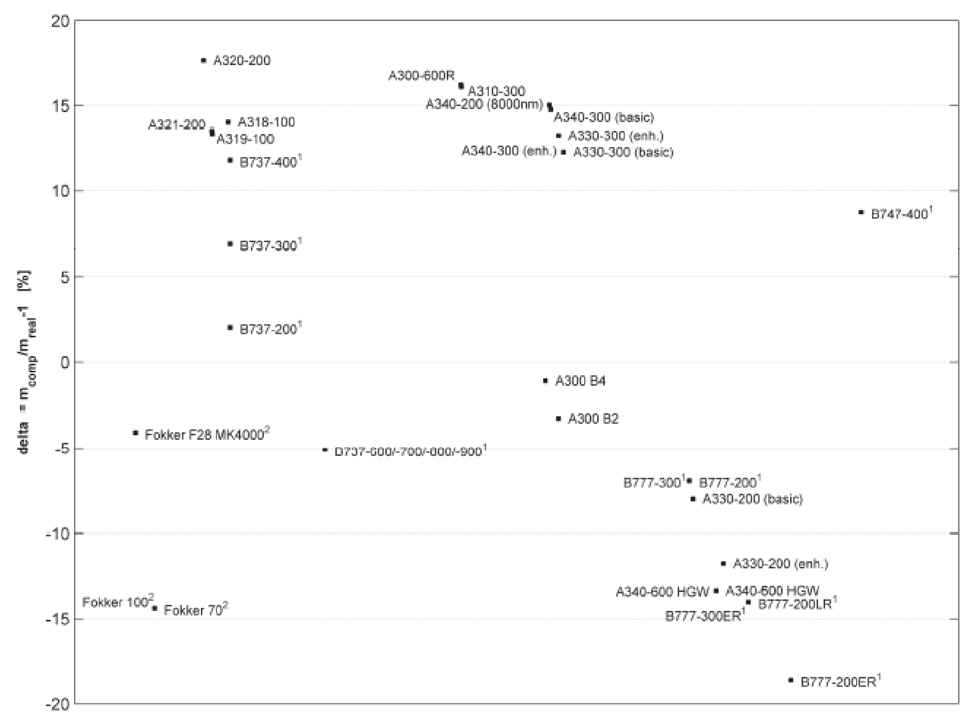


[1] real mass value based on experts engineering judgement

[2] T/C correction term ignored for computation, as no T/C values available

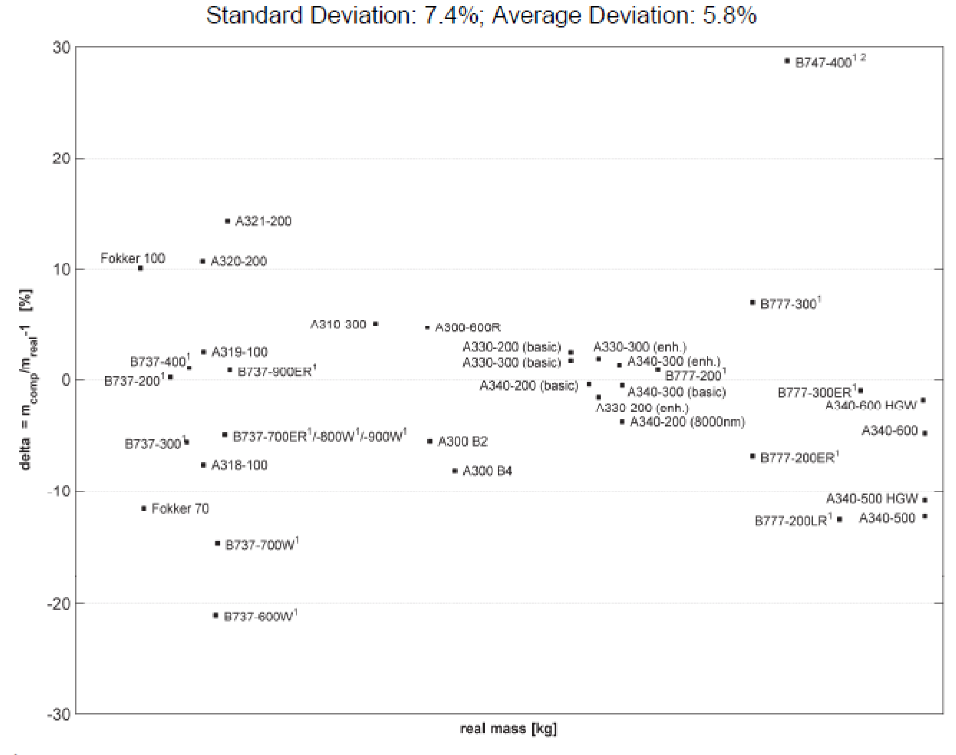
Bild A.3 Abweichungen der Höhenleitwerksmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.7)





[1] real mass value based on experts engineering judgement
[2] T-tail

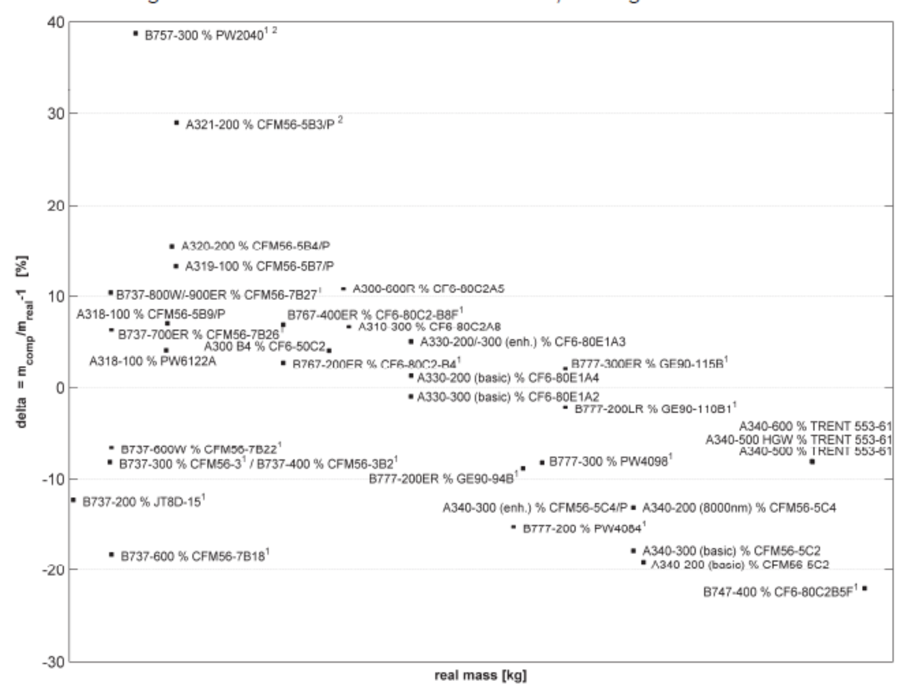
Bild A.4 Abweichungen der Seitenleitwerksmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.9)



[1] real mass value based on experts engineering judgement
[2] aircraft has 2 center landing gears, not used for statistics

Bild A.5 Abweichungen der Fahrwerksmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.11)

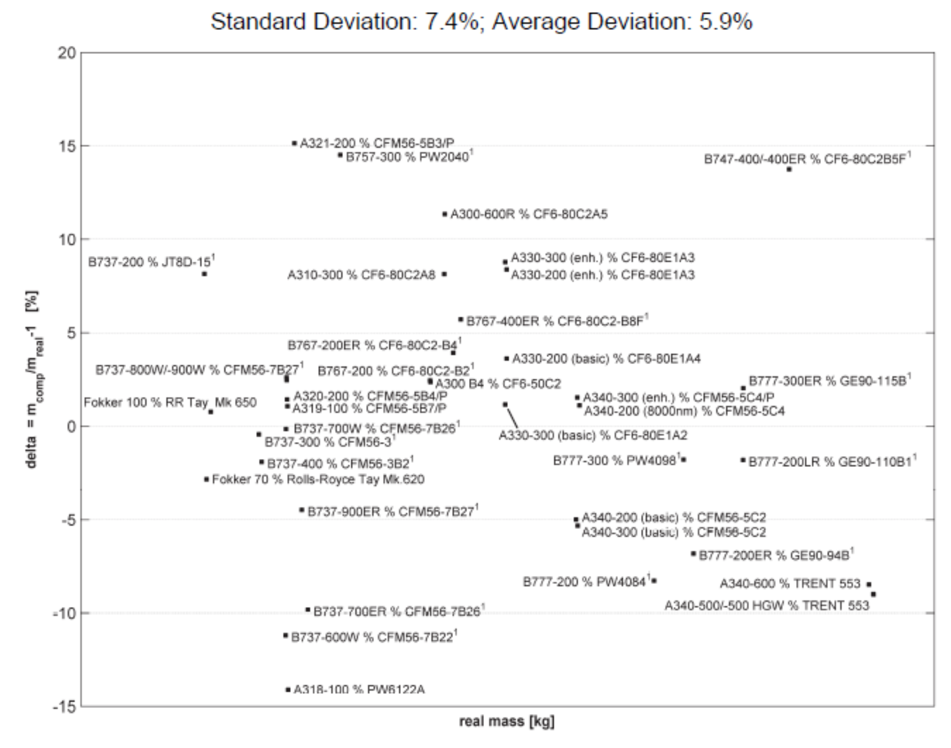
Box Beam Conf.: Standard Deviation: 10.7%; Average Deviation: 9.0
Drag Strut Conf.: Standard Deviation 10.1%; Average Deviation: 9.3



[1] real mass value based on experts engineering judgement

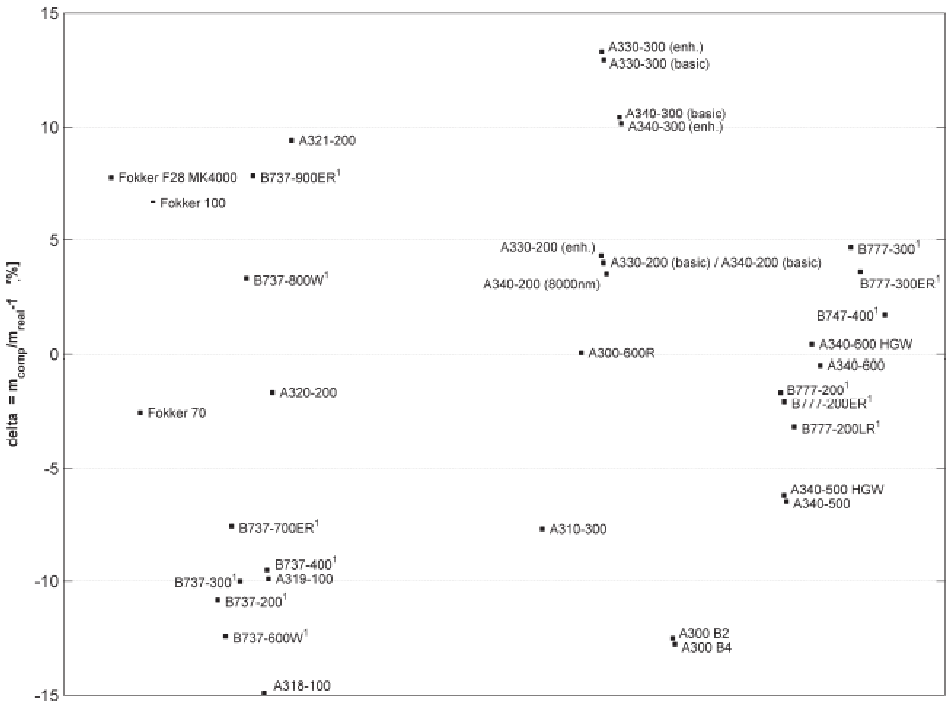
[2] extreme increased-power rated engine; pylon weight over estimated by formula; not used for statistics

Bild A.6 Abweichungen der Triebwerkaufhängungsmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.13)



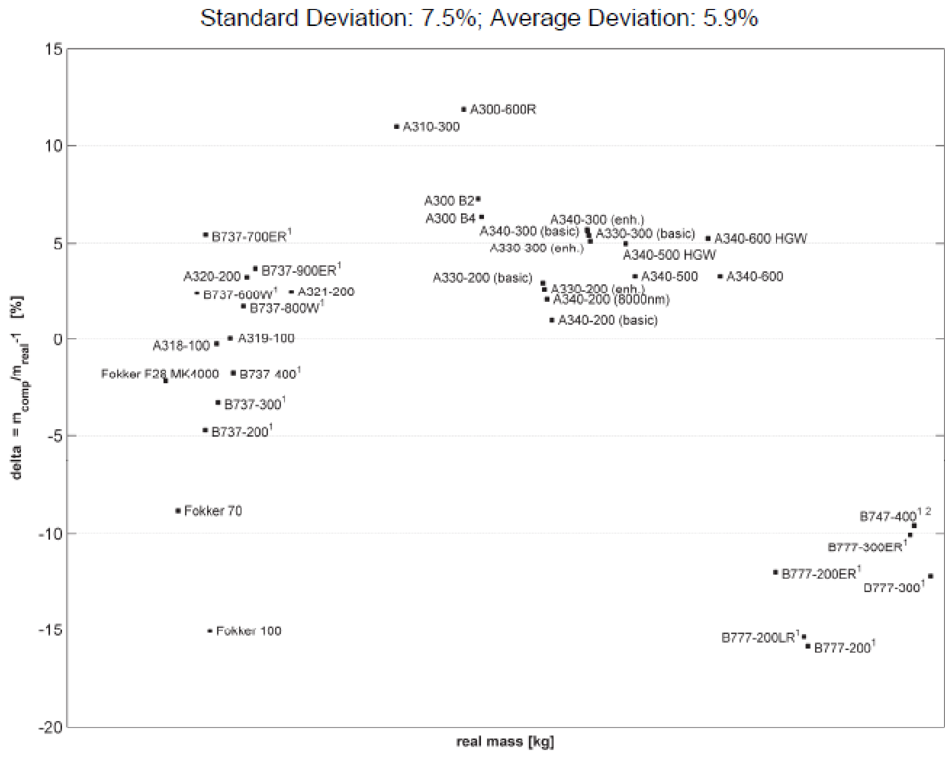
[1] real mass value based on experts engineering judgement

Bild A.7 Abweichungen der Triebwerksmassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.15)



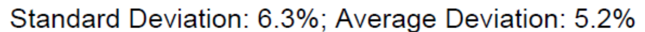
[1] real mass value based on experts engineering judgement

Bild A.8 Abweichungen der Massen der Flugzeugsysteme verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.17)



[1] real mass value based on experts engineering judgement
[2] fuselage diameter of the rear part of the fuselage chosen

Bild A.9 Abweichungen der Massen der Flugzeugausstattung verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.19)



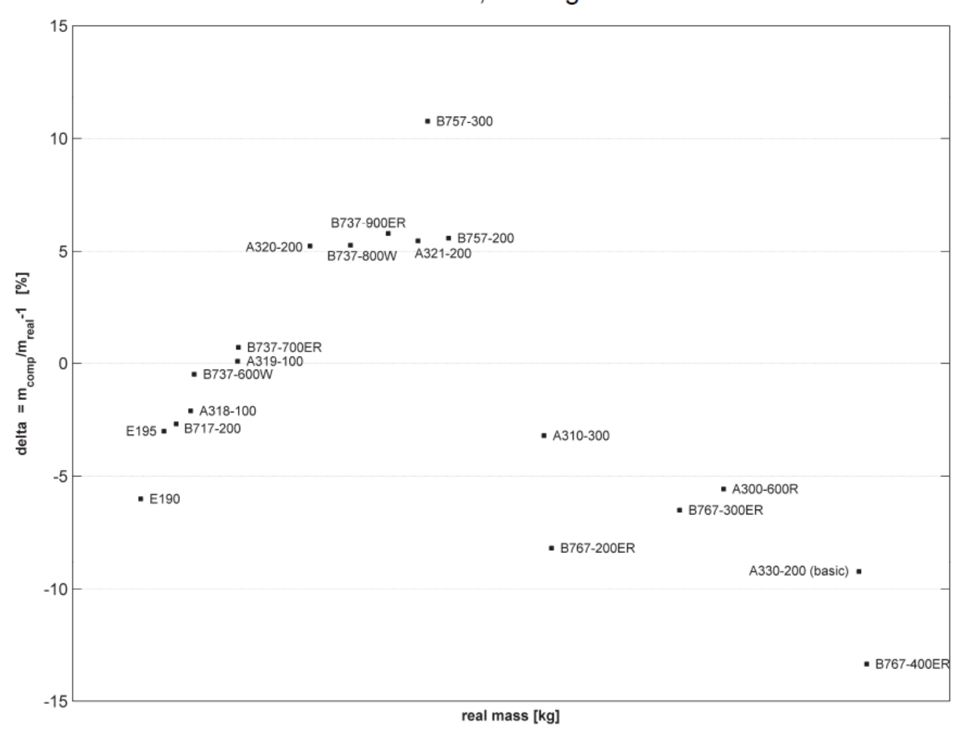
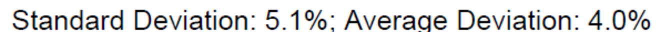


Bild A.10 Abweichungen der Massen der Betriebselemente verschiedener Flugzeugmuster in einem typischen 2-Klassen-Kabinenlayout aus Dorbath 2013 (S.22)



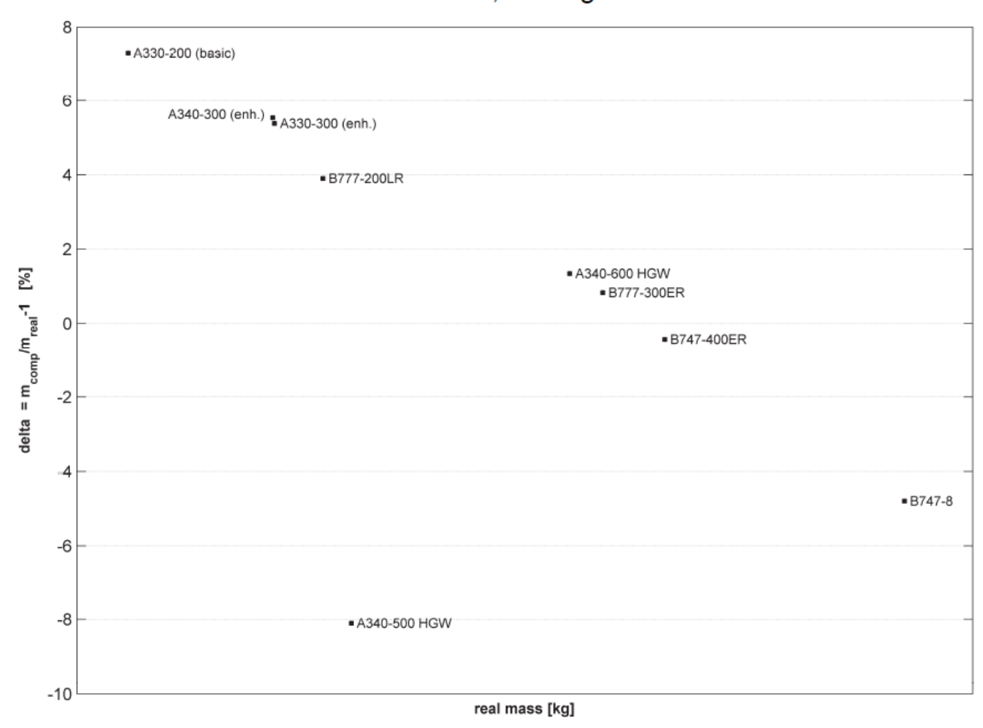
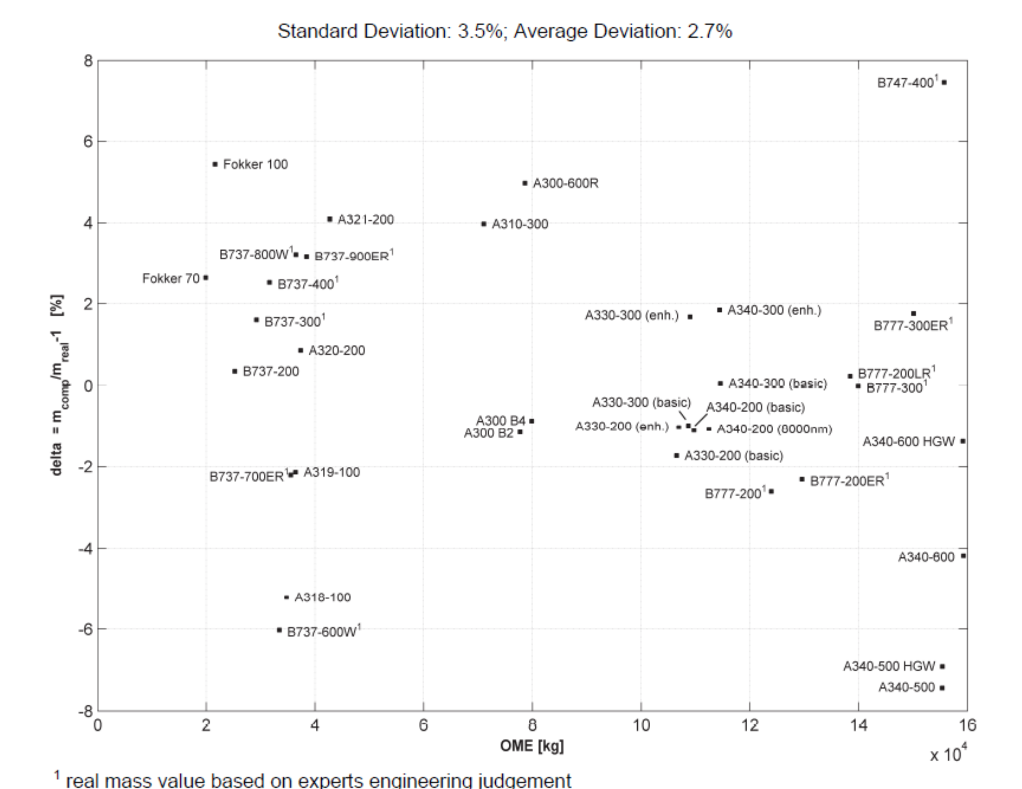
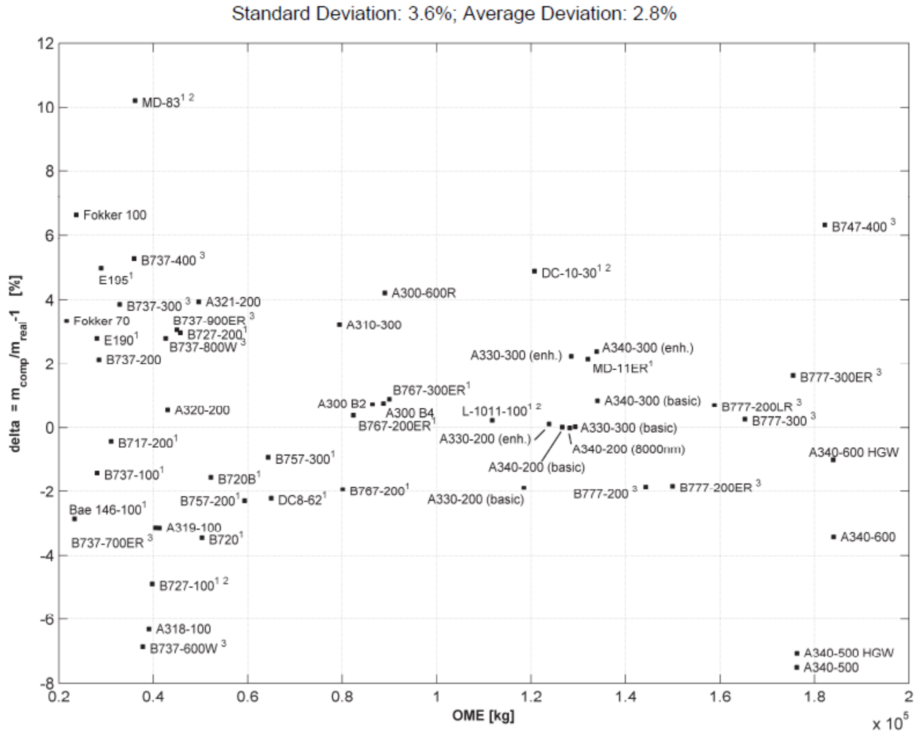


Bild A.11 Abweichungen der Massen der Betriebselemente verschiedener Flugzeugmuster in einem typischen 3-Klassen-Kabinenlayout aus Dorbath 2013 (S.22)



[1] real mass value based on experts engineering judgement

Bild A.12 Abweichungen der Herstellerleermassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.24)



[1] Real mass value is taken from sources, where it was not possible to check if the definition of the 'typical cabin layout' is equivalent to the definition, which is used for the development of the operator's items equation in part K.
[2] Aircraft has at least one fuselage mounted engine. As there is no equation for fuselage mounted engines available, the equation for the wing mounted pylon with drag strut is used instead.
[3] Real mass value is based on experts engineering judgement.

Bild A.13 Abweichungen der Bertriebsleermassen verschiedener Flugzeugmuster aus Dorbath 2013 (S.26)